

复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷工程估算新方法

张驰 郑锡涛 张东健 刘建平

A new engineering method for predicting the axial compression buckling load of composite stiffened panels

ZHANG Chi, ZHENG Xitao, ZHANG Dongjian, LIU Jianping

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240402.003>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于多尺度方法的蜂窝夹层复合材料结构轴向压缩稳定性

Stability of honeycomb sandwich composite structure under axial compression based on multi-scale method

复合材料学报. 2020, 37(3): 601–608 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190918.001>

复合材料翼面壁板轴压稳定性

Stability of composite stiffened panels under compression

复合材料学报. 2020, 37(6): 1321–1333 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190917.003>

复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲与后屈曲性能

Buckling and post-buckling performance of hat-stiffened composite panels under axial compression load

复合材料学报. 2018, 35(8): 2014–2022 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171120.001>

复合材料帽型加筋壁板的失效机制分析与改进设计

Failure mechanism analysis and design of omega stiffened composite panel

复合材料学报. 2017, 34(11): 2479–2486 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170626.001>

非热压罐工艺模具对复合材料加筋壁板固化变形影响的有限元分析

FEM analysis of the mold influence on curing deformation of stiffened composite panel in the out-of-autoclave process

复合材料学报. 2018, 35(2): 347–355 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170412.005>

复合材料翼面壁板剪切稳定性

Stability of composite stiffened panels in plane shear

复合材料学报. 2020, 37(7): 1590–1600 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20191011.001>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷工程估算新方法



分享本文

张驰^{1,2}, 郑锡涛^{*2,3}, 张东健^{2,3}, 刘建平⁴

(1. 西北工业大学 国家卓越工程师学院, 西安 710072; 2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 3. 西北工业大学 飞行器复合材料结构研究所, 西安 710072; 4. 陕西飞机工业有限责任公司, 汉中 723000)

摘要: 加筋壁板是飞机机翼、尾翼和机身结构上普遍采用的典型结构形式, 当机翼、尾翼结构受气动载荷作用时, 机翼上翼面加筋壁板处于受压状态, 受压壁板易发生屈曲甚至破坏。本文基于前期复合材料加筋壁板轴压稳定性工程算法研究, 并借鉴已在工程上成熟应用的金属加筋壁板轴压稳定性工程方法, 提出了一种能够合理预测复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷的工程算法。通过选取 2 类加强筋形式, 其中 3 种 Y 型及 2 种 J 型, 共 5 种复合材料加筋壁板为算例, 对 5 种复合材料加筋壁板的轴压屈曲载荷进行了计算, 并开展了有限元数值模拟与试验验证。此工程算法的计算结果与试验值对比, 相对误差均在 10% 以内。与有限元计算结果对比, 除一种 Y 型长桁加筋壁板计算结果在 10%, 其余构型相对误差均在 5%, 满足工程要求, 证明此种方法的有效性, 此种工程算法已经在型号飞机研制中得以应用。此外, 发现对加筋壁板长桁缘条的削弱会降低复合材料加筋壁板的屈曲载荷, 而 Y 型加筋壁板削弱中间两长桁, 可以使长桁与蒙皮刚度更加匹配, 提升 Y 型长桁加筋壁板的破坏应变水平。

关键词: 复合材料; 加筋壁板; 轴向压缩; 稳定性; 工程计算方法**中图分类号:** TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2024)09-4875-13

A new engineering method for predicting the axial compression buckling load of composite stiffened panels

ZHANG Chi^{1,2}, ZHENG Xitao^{*2,3}, ZHANG Dongjian^{2,3}, LIU Jianping⁴

(1. School of National Institute of Excellent Engineers, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. Institute of Aircraft Composite Structures, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 4. Shaanxi Aircraft Industry CO., LTD., AVIC, Hanzhong 723000, China)

Abstract: Composite stiffened panel is typical structural form, which is widely used in aircraft wing, tail, and fuselage structures. When suffering aerodynamic loading, such composite stiffened panel on the wing surface of the wing is under compressive pressure, and this pressure could cause such panel to buckle or even failure. In this paper, an engineering method of reasonably predicting the buckling load of composite stiffened panels under axial compression is proposed, according to previous research on the stability engineering method composite stiffened panels under axial compression and stability engineering method of metal stiffened panels under axial compression which has been maturely applied in engineering. Therefore, two kinds of reinforcement composite stiffened panels (i.e., three types of Y type and two types of J type) are considered. The axial buckling load of the example is calculated by using the engineering method proposed in this paper, and the finite element numerical simulation and test verification are carried out. Compared with the experimental results, the relative error of the engineering method is less than 10%. Compared with the finite element calculation results, the relative errors of the other

收稿日期: 2024-01-05; 修回日期: 2024-02-21; 录用日期: 2024-03-03; 网络首发时间: 2024-04-03 13:51:58

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240402.003>**通信作者:** 郑锡涛, 博士后, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料力学行为的宏观分析、损伤演化与失效分析, 三维编织复合材料力学行为的数值仿真与试验验证技术, 飞机复合材料结构损伤容限设计与分析 E-mail: zhengxt@nwpu.edu.cn**引用格式:** 张驰, 郑锡涛, 张东健, 等. 复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷工程估算新方法 [J]. 复合材料学报, 2024, 41(9): 4875-4887.

ZHANG Chi, ZHENG Xitao, ZHANG Dongjian, et al. A new engineering method for predicting the axial compression buckling load of composite stiffened panels[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(9): 4875-4887(in Chinese).

configurations are 5% except for one Y-shaped truss stiffened panel which is 10%, which meets the engineering requirements and proves the effectiveness of this method. This engineering method has been applied in the development of model aircraft. In addition, it is found that the weakening of the stringer edge of the stiffened panel will reduce the buckling load of the composite stiffened panel, and the weakening of the middle two stringers of the Y-stiffened panel can make the stringers more match the stiffness of the skin, and improve the failure strain level of the Y-stiffened panel.

Keywords: composite material; stiffened panel; axial compression; stability; engineering method

纤维增强树脂基复合材料由于其具有较高的比强度、比刚度,兼具可设计的特有优势,已经越来越多的应用于对质量非常敏感的航空飞行器结构中。飞机机翼尾翼等重要部位为了大幅减轻结构质量而采用复合材料制造时,加筋壁板在轴向压缩载荷下的稳定性成为了一个需要特别重视的科学问题。为此,国内外学者对复合材料加筋壁板的轴压稳定性均进行了卓有成效的研究。获得了很多对提高加筋壁板稳定性有益的研究成果。

为研究复合材料加筋壁板的轴压稳定性,可首先对加强筋的稳定性开展相关试验及数值模拟的研究工作。例如,对T型加筋屈曲后变形和蒙皮加筋分离行为开展了数值模拟与试验验证工作^[1-2]。也有研究发现帽形加筋的破坏机制主要包括纤维在筋条转角处破坏,并沿腹板和缘条方向扩展^[3]。Kolanu等^[4]采用单加筋试验件试验研究碳纤维增强聚合物复合材料板在压缩条件下的稳定性行为和破坏特征。

采用改进后的数值模拟的方法确定加筋壁板的轴压稳定性也是工程上常用的手段。已经开展的相关研究包括开发适合于复合材料板屈曲和后屈曲分析的新单元^[5]。重新定义有限元模型内部关系,采用近似方法确定结构的临界载荷^[6-7]。通过设计不同损伤模型的计算实例,阐明了层内、层间损伤、加劲肋脱粘及其相互作用对加筋板屈曲后破坏过程的影响^[8]。另外,黄晓笛^[9]开发了快速计算复合材料帽形加筋板承载能力计算软件,可计算不同有效长细比加筋板的各类刚度及承载载荷。

在数值模拟分析的基础上,对复合材料加筋壁板开展轴向压缩试验是探究壁板压缩稳定性,求得屈曲载荷的最有效方法。为此,国内外研制了各种复合加载试验装置并且各具优缺点^[10]。李真等^[11]创新的机身壁板多轴载荷试验系统,可有效模拟机身壁板的实际受载情况。Rozylo和Wysmulski^[12]对帽形轴压薄壁复合材料结构的破

坏现象进行了分析。王春寿等^[13]基于典型的复合材料机身厚板结构,开展了压缩稳定性试验,长桁底部蒙皮先发生屈曲,长桁未发挥隔波作用。试验件进入后屈曲阶段,长桁被压溃,蒙皮变形放大,导致结构破坏。

在航空复合材料结构设计的工程应用中采用各类工程算法计算加筋壁板的稳定性也是一种快速有效的途径。Oliveri和Milazzo^[14]提出了一般约束多层变角度牵引加筋板后屈曲状态的瑞利-里兹解方法,对变角度牵引加筋板的后屈曲给出了原始结果。陈向明等^[15-17]建立了基于扭结模型的单向纤维增强(UD)复合材料纵向破坏准则,该准则能较好地预测纤维的压缩破坏模式,对不同的纤维破坏模式具有较好的适应性。进一步构建了轴向拉伸/压缩和剪切复合载荷下的复合材料板屈曲相关方程,从数学上理性地解决了传统屈曲相关方程不适用于复合材料板(尤其是非均衡铺层板)的问题。汪厚冰等^[18]采用几种屈曲方法对轴压载荷作用下的复合材料帽形加筋壁板进行了计算,得到了不同情况下的屈曲载荷。石经纬等^[19]提出了一种预测屈曲载荷及最小后屈曲承载能力的工程分析方法。王泽溪等^[20]推导了曲线纤维壁板在面内载荷下的稳定性分析方法。

基于已有的分析手段,还探究了复合材料加筋壁板截面参数对轴压稳定性的影响^[21]。发现提高加筋壁板筋条截面积占总截面积的比例有助于提高复合材料加筋壁板初始屈曲和承载能力^[22]。除此之外,Zhou和Gao^[23]研究了粘接界面特性对轴压带侧肋支撑的工字加筋复合材料板屈曲后响应的影响。张永杰等^[24]提出了综合考虑蒙皮、止裂带、长桁翻边、隔框翻边等一体化缝合元件贯穿支撑构型几何关系和偏置参考面的建模方法,提高了拉挤杆缝合高效一体化受压壁板有限元模型的精度。

研究复合材料加筋壁板轴压稳定性的方法众多,本文基于前期复合材料加筋壁板轴压稳定性工程算法研究,并借鉴已在工程上成熟应用的金

属加筋壁板轴压稳定性工程方法, 提出了一种能够合理预测复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷的工程算法, 并进一步的利用数值模拟方法和轴压试验以验证其正确性。为航空结构初步设计时对复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷的分析提供支持, 此种工程算法已经在型号飞机研制中得以应用。

1 加筋壁板屈曲分析工程算法

复合材料加筋壁板为纤维增强复合材料加工制作而成, 主要为层合板结构。为了能够分析复合材料加筋壁板的稳定性, 首先求得多向板的抗拉刚度, 记为 A_{ij} ; 耦和刚度, 记为 B_{ij} ; 弯曲刚度, 记为 D_{ij} 。复合材料加筋壁板的主要结构形式均为层合板薄板, 为了研究其力学性能提出以下 4 点假设:

(1) 板壳理论中的直法线假设。这个假设相当于铺层与铺层之间胶接层很薄且粘接可靠, 剪切变形为 0。由此有

$$\gamma_{yz} = \gamma_{zx} = 0 \tag{1}$$

(2) 层合板在厚度方向上是一定的, 即

$$\varepsilon_z = 0 \tag{2}$$

其中: γ_{yz} 为 yz 方向的切应变; γ_{zx} 为 zx 方向的切应变; ε_z 为厚度方向上的正应变。

(3) 层合板的每一个铺层均为平面应力的受力状态;

(4) 层合板处于小变形条件下, 即小变形假设。

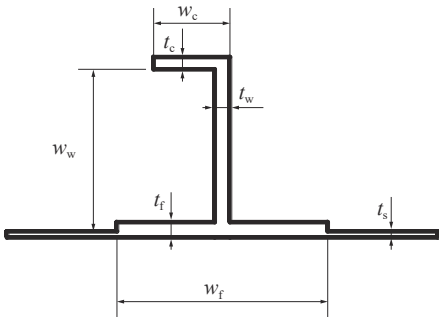
1.1 应用极限载荷法的壁板稳定性工程算法

加筋壁板的加强筋通常为组合型平板, 加强筋中, 上突缘可视为一个三边支持一边自由的平板, 腹板可视为四边支持(无自由边)的平板, 下突缘可视为三边支持一边自由的平板^[25]。

在轴压载荷作用下加强筋的各平板组元的屈曲应力是不同的, 因此要分别求得各组元的屈曲载荷。下面以 J 型长桁为例对此种工程算法进行论述。典型的 J 型长桁组合型平板如图 1 所示。

加强筋的几何参数有 t_c 、 t_w 、 t_f 、 t_s , 分别为上突缘、腹板、下突缘、蒙皮的厚度; w_c 为上突缘的宽度; w_w 为腹板的宽度; w_f 为下突缘的宽度; w_s 为筋条间距; l 为加强筋的长度。

上突缘的屈曲载荷(单位长度上)为

$$N_{cr}^c = \frac{\pi^2}{w_c^2} \left[D_{11}^c \frac{m^2 w_c^2}{l^2} + D_{22}^c \frac{l^2}{m^2 w_c^2} \frac{\varphi_2}{\varphi_1} + D_{12}^c \frac{\varphi_3}{\varphi_1} + D_{66}^c \frac{\varphi_4}{\varphi_1} \right]_{\min} \tag{3}$$


t_c —Thickness of upper protrusion; t_w —Web thickness; t_f —Lower flange thickness; t_s —Skin thickness; w_c —Upper protrusion width; w_w —Web width; w_f —Width of the lower protrusion

图 1 J 型长桁的典型横截面

Fig. 1 A typical cross section of a J-Stringer

式中: $\varphi_1 = \frac{1}{3} + k \left(\frac{1}{3} - \frac{4}{\pi} + \frac{8}{\pi^2} \right) + k^2 \left(\frac{5}{6} - \frac{8}{\pi^2} \right)$

$$\varphi_2 = \frac{1}{32} k^2$$

$$\varphi_3 = -k \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{\pi^2} \right) + k^2 \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{\pi^2} \right)$$

$$\varphi_4 = 4 \left[\frac{1}{\pi^2} + k^2 \left(\frac{1}{8} - \frac{1}{\pi^2} \right) \right]$$

$$h = w_w + \frac{t_c}{2} + \frac{t_f}{2}$$

$$k = \frac{11w_c/D_{22}^c}{11w_c/D_{22}^c + 10h/D_{22}^w}$$

对式 (3) 中纵向屈曲半波数 $m=1、2、3、\dots$, 求 N_{cr}^c 的最小值即为所求屈曲载荷。 D_{11}^c 、 D_{22}^c 、 D_{12}^c 、 D_{66}^c 分别为上突缘的纵向弯曲刚度、横向弯曲刚度、弯曲泊松刚度和扭转刚度; D_{22}^w 为腹板的横向弯曲刚度。

下突缘的屈曲载荷计算公式同式 (3), 只需要取 $w_f/2$ 代替 w_c , 用 D_{ij}^f 代替 D_{ij}^c 。而此时 k 的公式为

$$k = \frac{11w_f/80D_{22}^f}{11w_f/80D_{22}^f + h/3D_{22}^w} \tag{4}$$

腹板的屈曲载荷(单位宽度上)可按四边简支计算:

$$N_{cr}^w = \frac{\pi^2}{w_w^2} \left[D_{11}^w \frac{m^2 w_w^2}{l^2} + D_{22}^w \frac{l^2}{m^2 w_w^2} + 2(D_{12}^w + 2D_{66}^w) \right]_{\min} \tag{5}$$

对式 (5) 中纵向屈曲半波数 $m=1、2、3、\dots$, 求 N_{cr}^w 的最小值即为所求屈曲载荷。

蒙皮的屈曲载荷同公式 (6) 计算(单位长度

上)为

$$N_{cr} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{w^2} \left[\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} \right] \quad (6)$$

式中： w 为蒙皮的宽度，本文取两长桁下突缘之间的蒙皮宽度，而长桁下突缘下方的蒙皮对整体承载的贡献计入长桁中。

研究金属加筋壁板稳定性时，利用极限载荷法工程算法，按蒙皮和桁条能承受的极限载荷对加筋壁板的破坏载荷进行估算。本文结合在金属加筋壁板上已经成熟应用的工程算法，将其计算的思想应用于复合材料加筋壁板临界屈曲载荷的工程计算上。

由于碳纤维增强复合材料与铝合金相比有显著差别：(1)金属材料和复合材料在力学性能上有着根本性的差异。金属材料具有明显的屈服点和塑性变形能力，而复合材料则几乎无塑性；(2)金属材料加筋壁板的屈曲模式通常是由于材料的局部屈曲或整体屈曲引起的。而复合材料加筋壁板的屈曲模式可能更加复杂，可能涉及到复合材料层间剪切等因素；(3)金属加筋壁板和复合材料加筋壁板在加筋结构的几何形状上可能存在差异。金属加筋壁板常常采用I形或L形加筋，而复合材料加筋壁板的加筋结构可能更加复杂。因此，在进行稳定性分析时，需要充分考虑这些因素，需要采用专门针对复合材料的稳定性分析方法，以减小误差并提高分析的准确性和可靠性。

在宏观加筋板的屈曲性能中，桁条和蒙皮在等效刚度方面起着关键作用。筋条和蒙皮的贡献可以通过等效刚度来体现，这一概念是一种简化结构的方法，将复杂的结构形状简化为等效的材料性质和截面特征，从而更容易进行分析和计算。

桁条通常用来增强结构的弯曲刚度和承载能力。在屈曲分析中，桁条的刚度可以通过其截面积和材料弹性模量来表示。对于复合材料加筋壁板，桁条的材料可能是碳纤维增强复合材料，其弹性模量和强度通常比金属筋条高。

蒙皮通常用来承受外部载荷，并通过刚度来支撑结构。蒙皮的刚度取决于其厚度、材料和几何形状。对于复合材料加筋壁板，蒙皮通常由复合材料制成，其刚度和强度也可能与金属蒙皮不同。因此，在计算等效刚度时，需要考虑复合材料的各向异性材料特性。

因此将金属加筋壁板上已经成熟应用的工程算法应用于复合材料加筋壁板临界屈曲载荷时，

需要注意材料特性的差异，考虑到复合材料与金属材料的力学性质不同，需要调整算法中对材料的描述，例如弹性模量、强度等参数；复合材料加筋壁板的几何形状可能与金属加筋壁板不同，需要调整算法中对结构几何形状的描述和处理方式；复合材料加筋壁板通常由多层复合材料构成，其层间黏合剂、层间接触及层间摩擦等因素也会影响其屈曲性能。在计算等效刚度时，需要考虑这些复杂性因素。

尽管需要对工程算法进行适当的调整和修正，但通过考虑筋条和蒙皮的等效刚度，已经成熟应用于金属加筋壁板的工程算法仍然可以应用于复合材料加筋壁板的临界屈曲载荷分析中。

加筋壁板蒙皮的破坏载荷 P_s ：

$$P_s = \sum \sigma_s b_s t_s \quad (7)$$

式中： b_s 为长桁间蒙皮宽度； t_s 为蒙皮厚度； σ_s 为蒙皮破坏平均应力，用式(6)求得的单位长度上的屈曲载荷除以蒙皮厚度获得。

应用公式(3)与公式(5)求得长桁的最小屈曲载荷，通过长桁中最小的屈曲载荷求得长桁的屈曲应力 $\bar{\sigma}_{st}$ 。

应用研究金属加筋壁板轴压稳定性极限载荷法的计算思想求得加筋壁板的平均破坏应力 $\bar{\sigma}_c$ ：

$$\bar{\sigma}_c = \frac{(P_s + \sum \bar{\sigma}_{st} A_{st})}{\sum b_s t_s + \sum A_{st}} \quad (8)$$

式中： P_s 为蒙皮破坏载荷； $\bar{\sigma}_{st}$ 为单个长桁屈曲应力； A_{st} 为长桁剖面积，包含长桁下突缘下方的蒙皮面积。

后文将利用不同壁板几何尺寸和加筋结构通过分析计算与评估、试验与验证等方式，证明此工程算法的准确度及可行性。

1.2 复合材料加筋壁板屈曲分析算例

选取2类加强筋形式，其中3种Y型及2种J型，共5种复合材料加筋壁板为算例，利用1.1节建立的工程算法计算复合材料加筋壁板的轴压屈曲载荷。

加筋壁板的类型分为Y型与J型2类，详细的结构形式如表1所示。长桁数量均为4，其中Y-1为原准结构，Y-2为在Y-1基础上将中间两长桁上缘条全切除，Y-3为在Y-1基础上中间两长桁上缘条中间一侧切除。J-1为原准结构，J-2为在J-1基础上中间两长桁上缘条切除6 mm。两类加筋壁板原准结构的截面形状如图2所示。

表 1 复合材料加筋壁板的结构形式及尺寸
Table 1 Structural form and size of stiffened panels

Configuration	Rib spacing, L/mm	Total panel length l/mm	Stringer spacing b_s/mm
Y-1	460	600	105
Y-2	460	600	105
Y-3	460	600	105
J-1	460	600	105
J-2	460	600	105

所有类型试验件的试验段两端均各有 70 mm 的夹持段。壁板的材料为 T700/BA9916，其单向带的基本力学性能为材料纤维方向拉伸弹性模量 E_{1T} =压缩弹性模量 E_{1C} =119.5 GPa，材料主泊松比 ν_{12} =0.301，材料垂直纤维方向拉伸弹性模量 E_{2T} =压缩弹性模量 E_{2C} =9.0 GPa，材料面内剪切弹性模量 G_{12} =5.18 GPa，单层厚度 h_0 =0.13 mm。

Y 型壁板的铺层参数参见表 2。J 型壁板的铺层参数参见表 3。J-1 型加筋壁板的几何尺寸参数参见表 4。J-2 型加筋壁板与 J-1 型在结构形式、主要几何尺寸及材料上均相同，仅是减小中间两个长桁上缘条的长度，上缘条长度减小 6 mm。Y-1 型加筋壁板的几何尺寸参数，参见表 5。Y-2 型与 Y-3 型加筋壁板与 Y-1 型在结构形式、主要几何尺寸及材料上均相同，仅是削弱中间两个长桁上缘条。Y-2 型加筋壁板将中间两个长桁上缘条全部去除，Y-3 型加筋壁板将中间两个长桁上缘条靠中间一侧去除。

通过 1.1 节介绍的复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷计算的工程算法计算得到 5 种构型的复合材料加筋壁板的屈曲载荷，具体结果参见表 6。

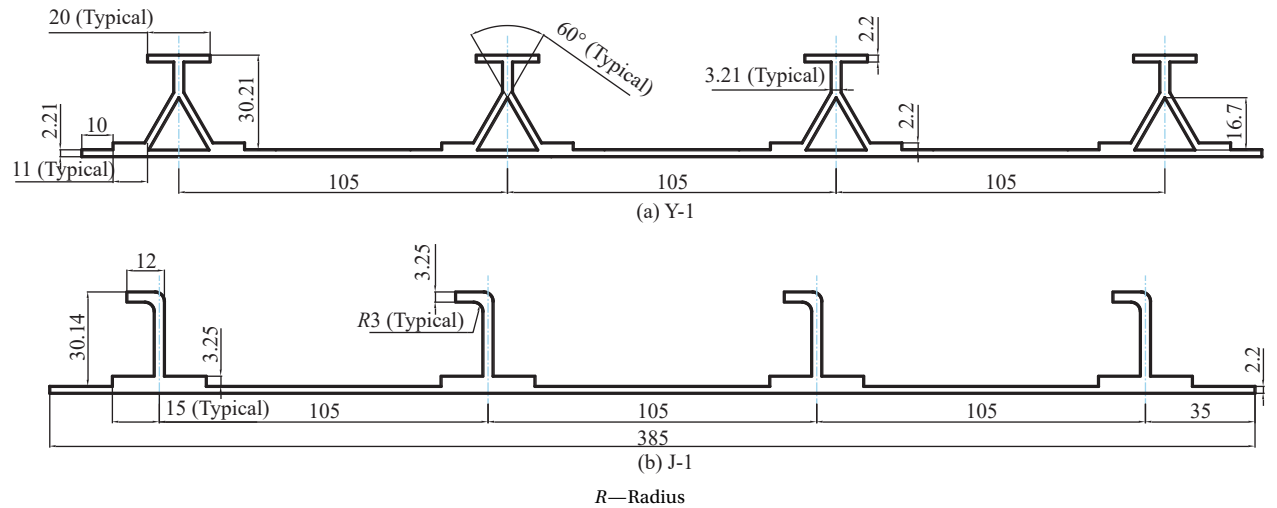


图 2 两类壁板原准结构截面形状尺寸示意图 (单位: mm)
Fig. 2 Schematic diagram of section shapes and dimensions of two baseline panels (Unit: mm)

表 2 Y 型壁板铺层参数
Table 2 Lay-ups of Y stringer panels

Part	Lay-up	Total number of layers
Skin	[+45/-45/+45/-45/0/+45/-45/0/90] _s	17
Y stringer vertical web	[+45/0 ₃ /-45/0 ₃ /90/0 ₃] _s	24
Other parts of Y stringer	[+45/0 ₃ /-45/0 ₃ /90] _s	17

表 3 J 型壁板铺层参数
Table 3 Lay-ups of J stringer panels

Part	Lay-up	Total number of layers
Skin	[+45/-45/+45/-45/0/+45/-45/0/90] _s	17
J stringer	[45/0 ₃ /+45/-45/0 ₂ /+45/0 ₃ /-45/90/+45/0 ₃ /-45/0 ₂ /+45/0 ₃ /-45]	26

2 加筋壁板轴向压缩数值模拟

选取第 1 章 2 类加强筋形式，其中 3 种 Y 型及

2 种 J 型，共 5 种复合材料加筋壁板为算例，对其在轴压载荷作用下的稳定性情况进行数值模拟分析。

表 4 J-1 型复合材料加筋壁板的几何参数

Table 4 Geometric parameters of panel J-1

t_c /mm	t_w /mm	t_f /mm	w_c /mm	w_w /mm
3.25	3.25	5.45	12	26.89
w_f /mm	t_s /mm	w_s /mm	l /mm	n
30	2.2	105	600	4

Notes: t_c —Thickness of upper protrusion; t_w —Web thickness; t_f —Lower flange thickness; t_s —Skin thickness; w_c —Upper protrusion width; w_w —Web width; w_f —Width of the lower protrusion; w_s —Bar spacing; l —Length of reinforcing ribs; n —Number of stringer.

表 5 Y-1 型复合材料加筋壁板的几何参数

Table 5 Geometric parameters of panel Y-1

t_c /mm	t_w /mm	t_f /mm	t_x /mm	w_c /mm	w_w /mm
2.21	3.21	4.42	2.21	10	13.45
w_f /mm	t_s /mm	w_s /mm	l /mm	w_x /mm	n
22	2.21	105	600	19.35	4

Notes: t_x —Inclined web thickness; w_x —Inclined web width.

表 6 本文工程算法计算得到的加筋壁板屈曲载荷

Table 6 Buckling load of stiffened panel calculated by engineering method in this paper

Configuration	Buckling load/kN
Y-1	600
Y-2	500
Y-3	519
J-1	303
J-2	296

根据现有轴压壁板的几何外形与材料性能，利用商用有限元分析软件建立了有限元模型，分别对 5 种构型的复合材料加筋壁板的轴压试验过程进行了数值模拟，对其中的倒角倒圆及部分不影响稳定性分析的细节进行简化处理。建立局部坐标系，定义材料方向为 1 方向为壁板的纵向，2 方向为壁板的横向，3 方向依据右手原则确定。针对 Y-1 构型建立的数值模型如图 3 所示。

施加的边界条件如图 4 所示。在模型底端施加固支边界条件，在翼肋所在区域位置施加简支边界条件，以模拟翼肋对壁板的支持。模型顶端采用位移加载施加 8 mm 的强制位移。

有限元模型采用 S4R 单元，即 4 节点减缩积分壳单元，以 Y-1 型加筋壁板为例，共有 25 628 个单元。其余模型建模过程类似在此不再重复叙述。

利用商用软件中的线性分析模块生成一阶屈曲模态，输出变形情况，进而采用非线性分析模块，向其中导入一阶屈曲模态的变形情况。进而对复合材料加筋壁板在轴压载荷作用下的屈曲情

况进行求解。

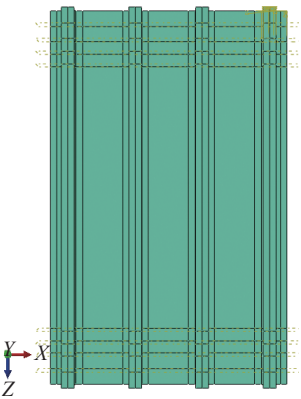


图 3 复合材料加筋壁板的有限元模型 (FEM)

Fig. 3 Finite element model (FEM) of stiffened composite panel

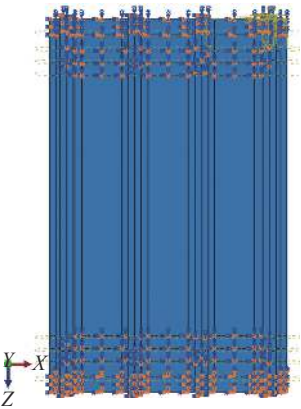


图 4 复合材料加筋壁板有限元模型边界条件示意图

Fig. 4 Boundary conditions for FEM model of stiffened composite panel

根据所建立的有限元数值分析模型进行计算，得到了 5 种构型的复合材料加筋壁板在承受轴压载荷情况下的载荷-位移曲线如图 5 所示。在屈曲载荷情况下屈曲形式如图 6 所示，并且得到了 5 种构型的临界屈曲载荷、破坏整体应变水平，参见表 7。

5 种构型复合材料加筋壁板数值模拟的屈曲破坏形式参见表 8。

3 加筋壁板轴向压缩试验

对第 1 章中理论分析计算的 2 类加强筋形式，其中 3 种 Y 型及 2 种 J 型，共 5 种复合材料加筋壁板的轴压稳定性问题开展了相关的试验研究，旨在研究长桁刚度变化对壁板承载特性的影响。

轴压试验在 YY200A 压力试验机 (长春机械厂) 上进行，首先将试验件两肋用一个铝制隔框连接在一起以更真实的模拟翼肋对壁板的支持作用，然后将试验件竖直放在压力试验机平台上，

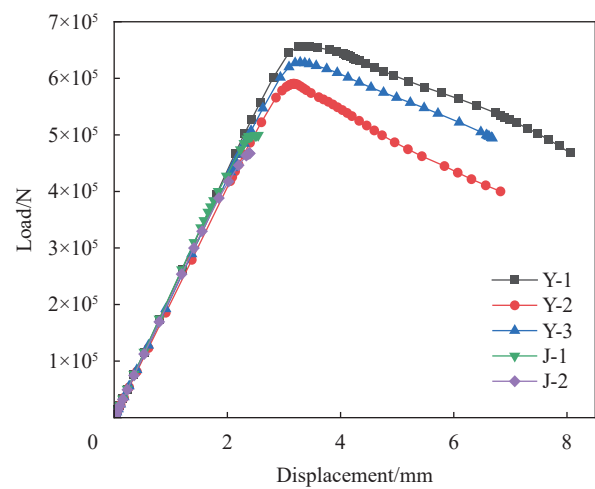


图 5 5 种构型壁板载荷-位移曲线

Fig. 5 Load-displacement curves of five panel configurations

调整压心，使试验机平台的中心线与加筋壁板横截面形心轴对齐，在低载荷下进行调试，当加筋壁板正面和反面的应变测量值基本一致时，认为压心已经调准。通过油缸将试验机平台向上顶，

对试验件施加压缩载荷。轴压试验件加载及支持状态见图 7 所示。

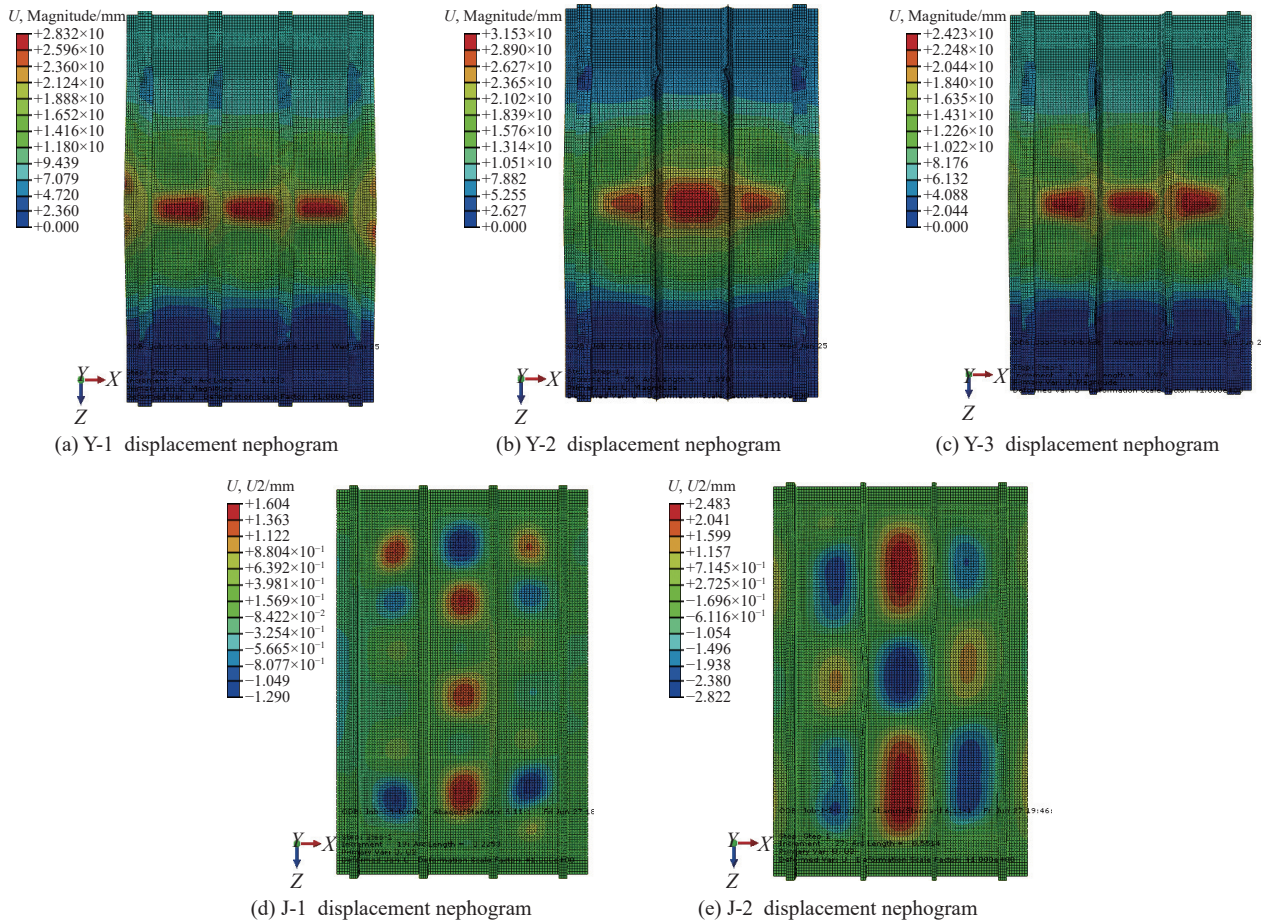
此次试验在室温、干态条件下进行。针对 5 种复合材料加筋壁板轴压稳定性的理论计算，可知壁板的临界屈曲载荷在 300 kN 至 500 kN 范围之内。

轴压试验采用 YY200 A 压力试验机加载，试验机加载精度为 0 kN 至 1 000 kN 范围内相对误差小于 0.5%，重复性小于 0.2%，满足试验要求的加载精度要求。试验机计量标定合格，并在使用有效期内。

试验前对试验件进行预加载，检查并调整试验件及应变测量系统，使整个系统处于正常工作状态。

试验分 3 个阶段进行加载，3 个阶段加载级差见表 9。

试验过程中的应变测量由 ST-16 数据采集系统来完成，系统测量误差 3‰，该系统计量标定合格，并在使用有效期内。



U—Displacement; U2—Y-direction displacement

图 6 5 种构型在屈曲载荷时的位移云图

Fig. 6 Displacement nephogram of five configurations under buckling load

表 7 5 种构型壁板临界屈曲载荷、整体应变水平模拟值

Table 7 Simulation values of critical buckling load and global strain level of five panel configurations

Group	Critical buckling load/kN	Global strain level/ 10^{-6}
Y-1	535	5 594
Y-2	502	5 308
Y-3	533	5 477
J-1	318	4 242
J-2	281	3 983

表 8 5 种复合材料加筋壁板数值模拟屈曲破坏形式

Table 8 Numerical simulation of buckling failure of five panel configurations

Configuration	Buckling failure mode
Y-1	Skin buckles
Y-2	Skin buckles
Y-3	Skin buckles
J-1	Skin between two middle stringer buckles
J-2	Skin between two middle stringer buckles

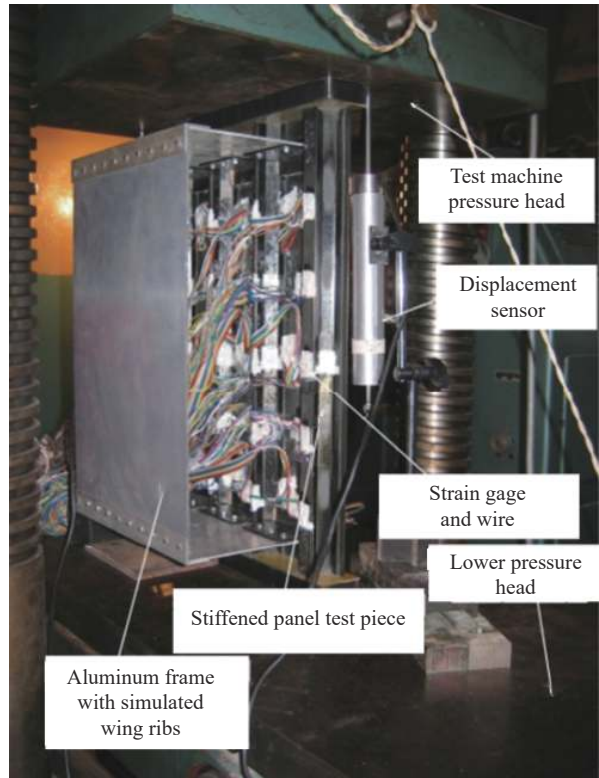


图 7 试验件加载及支持状态

Fig. 7 Test item loading and support status

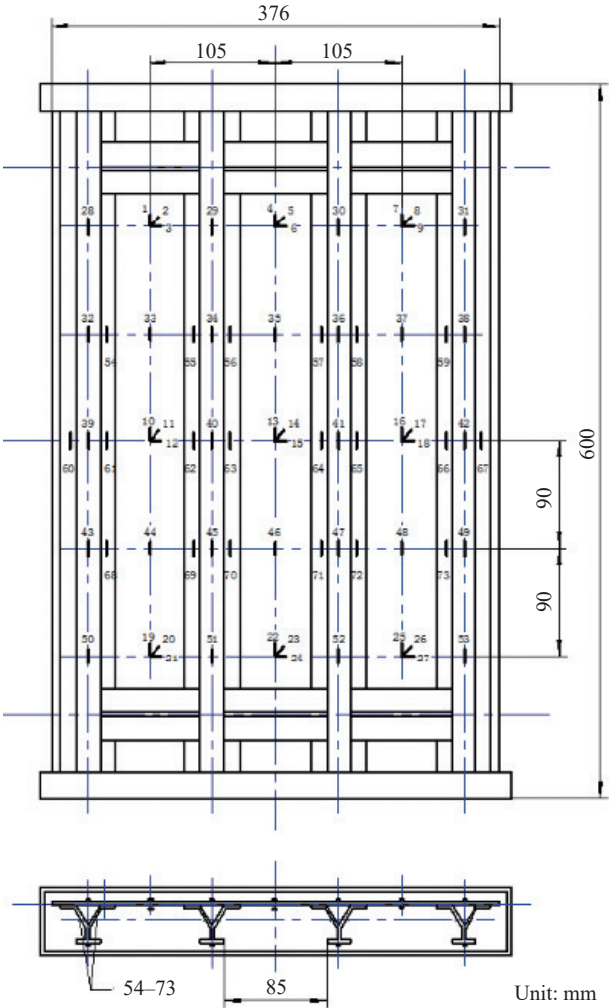
两种长桁形式的轴压试验件应变片的测量点位置见图 8、图 9。

Y-1 型壁板为 Y 型加筋壁板的原准结构。试验进行过程中，当加载到 550 kN 至 560 kN 之间时蒙皮发生屈曲，纵向呈多个半波但挠度变形目测不明显。Y-1 型壁板轴压试验具体的破坏模式参见图 10 所示。Y-1 型壁板轴压试验典型的载荷-应变

表 9 试验加载级差

Table 9 Test load sequence

Testing stage	Loading sequence
Stage 1: Preload	10%-20%-30%
Stage 2: Desig limit load test	10%-20%-30%-40%-50%-55%-60%-65%-67% (Holding load 30 s)
Stage 3: Design ultimate load test	10%-20%-30%-40%-50%-55%-60%-65%-67%- 70%-75%-80%-82%-84%-100% (Holding load 3 s)-102%-104%.....Specimen failure



Gauge 1 to 53 pasted back-to-back (101 to 153), gauge 54 to 73 pasted at the center of the two slopes of the Y stringer

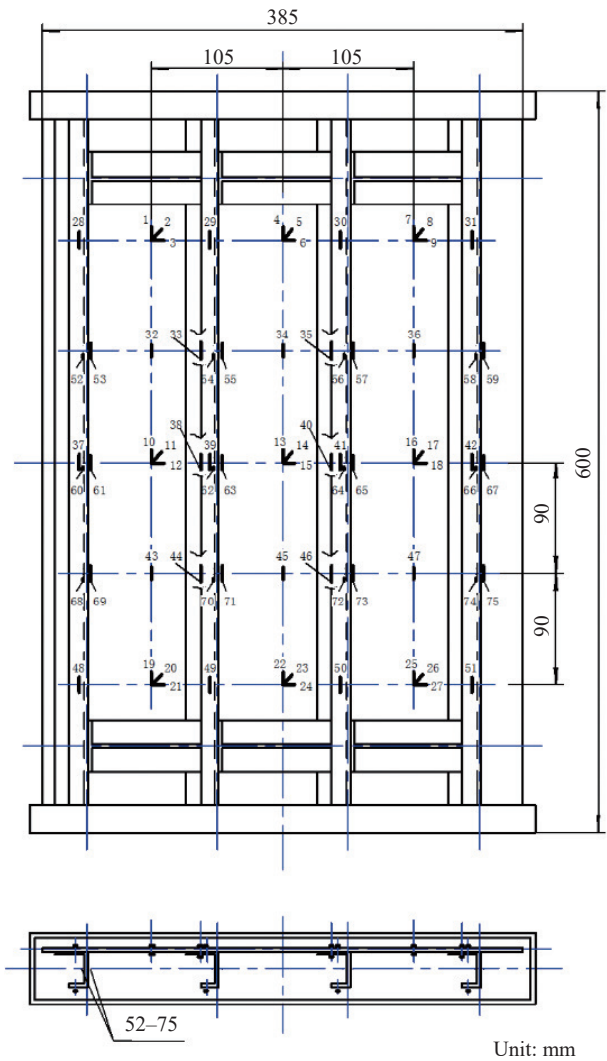
图 8 Y 型长桁试验件贴片图

Fig. 8 Strain gauge arrangement plan of Y-stringer panel

曲线参见图 11 所示。

Y-2 型壁板是在 Y-1 型壁板的基础上将中间两长桁上缘条全部切除。试验进行过程中，当加载到 470 kN 左右时中间蒙皮发生屈曲。Y-2 型壁板轴压试验具体的破坏模式参见图 12 所示。Y-2 型壁板轴压试验典型的载荷-应变曲线参见图 13 所示。

Y-3 型壁板是在 Y-1 型壁板的基础上将中间两



Gauge 1 to 51 pasted back-to-back (101 to 151), gauge 52 to 75 pasted at the center of the J stringer web

图 9 J 型长桁试验件贴片图

Fig. 9 Strain gauge arrangement plan of J-stringer panel



图 10 Y-1 型壁板轴压破坏模式

Fig. 10 Failure mode of panel Y-1

长桁上缘条靠中间一侧切除。试验进行过程中加载到 500 kN 左右中间蒙皮发生屈曲。Y-3 型壁板轴压

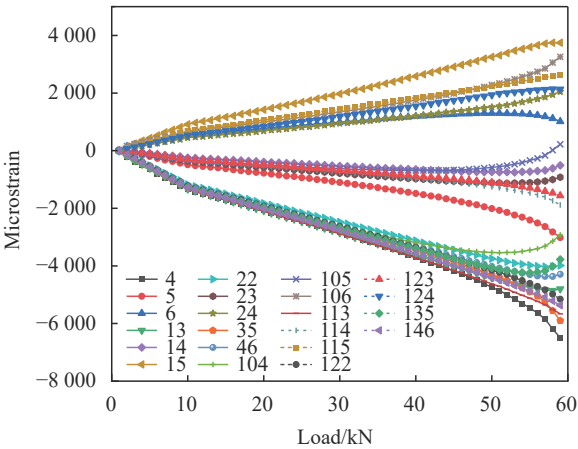


图 11 Y-1 型壁板典型载荷-应变曲线

Fig. 11 Typical load-strain curves for panel Y-1



图 12 Y-2 型壁板轴压破坏模式

Fig. 12 Failure mode of panel Y-2

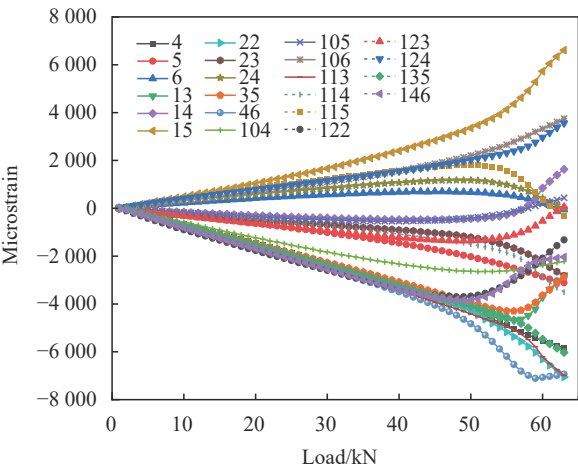


图 13 Y-2 型壁板典型载荷-应变曲线

Fig. 13 Typical load-strain curves for panel Y-2

试验具体的破坏模式参见图 14 所示。Y-3 型壁板轴压试验典型的载荷-应变曲线参见图 15 所示。

J-1 型壁板为 J 型壁板的原准结构。试验进行过程中加载到 310 kN 左右蒙皮与中间两长桁同时



图 14 Y-3 型壁板轴压破坏模式
Fig. 14 Failure mode of panel Y-3

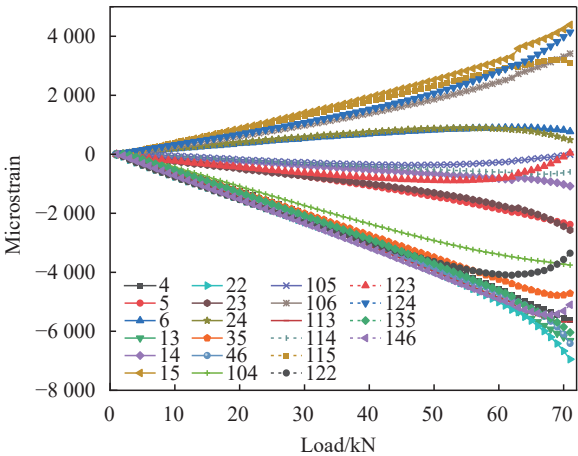


图 15 Y-3 型壁板典型载荷-应变曲线
Fig. 15 Typical load-strain curves for panel Y-3

屈曲，长桁和蒙皮从高度方向正中间全部折断。J-1 型壁板轴压试验具体的破坏模式参见图 16 所示。J-1 型壁板轴压试验典型的载荷-应变曲线参见图 17 所示。

J-2 型壁板是在 J-1 型壁板基础上将中间两长桁上缘条切除 6 mm。试验进行过程中加载到 270 kN 左右中间两长桁间蒙皮屈曲，长桁和蒙皮从下肋上第一排应变片处到试件根部全部折断。J-2 型壁板轴压试验具体的破坏模式参见图 18 所示。J-2 型壁板轴压试验典型的载荷-应变曲线参见图 19 所示。

5 种构型的复合材料加筋壁板轴压试验临界屈曲载荷、破坏载荷汇总于表 10。具体的失效形式汇总参见表 11。

4 结果与讨论

通过本文提出的工程算法与传统理论方法计



图 16 J-1 型壁板轴压破坏模式
Fig. 16 Failure mode of panel J-1

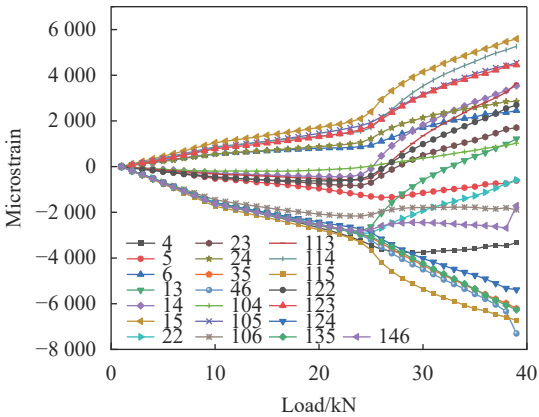


图 17 J-1 型壁板典型载荷-应变曲线
Fig. 17 Typical load-strain curves for panel J-1



图 18 J-2 型壁板轴压破坏模式
Fig. 18 Failure mode of panel J-2

算获得的 5 种构型的复合材料加筋壁板屈曲载荷与试验获得值的对比，参见表 12。本文工程算法计算与传统理论方法计算复合材料加筋壁板屈曲载荷结果与有限元模拟结果比较，参见表 13。

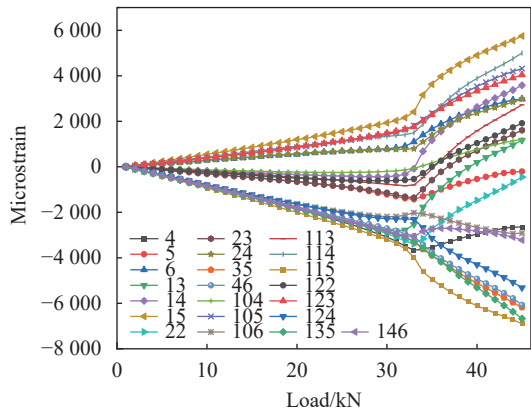


图 19 J-2 型壁板典型载荷-应变曲线

Fig. 19 Typical load-strain curves for panel J-2

通过表 12 可以看出，本文提出的复合材料加

筋壁板的屈曲载荷工程算法获得的理论结果与试验结果的误差均在 10% 以内，并且对 J 型及 Y 型桁条加筋壁板的计算结果均在工程要求误差范围内，而传统理论计算方法对 J 型复合材料加筋壁板的临界屈曲载荷计算结果与试验值的相对非常理想，但是对于 Y 型加筋壁板的计算相对误差较大，本文分析认为主要原因是针对 Y 型截面长桁加筋壁板的截面形状系数不能很好的确定。

通过表 13 可以看出，本文提出的工程算法获得的理论结果与有限元解的误差除 Y-1 构型在 10% 以外，其余 Y 型及 J 型桁条计算结果相对误差均在 5% 水平，证明了此种方法的有效性，此种工程算法已经在型号飞机研制中得以应用。

表 10 轴压试验结果汇总

Table 10 Summary of axial compression test results

Configuration	Critical buckling load/kN	Global strain level/ 10^{-6}	Destroy load/kN
Y-1 (Protoquasi structure)	550	4 800	674
Y-2 (No free flanges)	470	5 400	626
Y-3 (Unilateral free flange)	500	5 900	708
J-1 (Protoquasi structure)	310	4 500	476
J-2 (Free flange weakening)	270	4 500	442

表 11 轴压试验失效形式汇总

Table 11 Summary of failure forms in axial compression tests

Group	Failure mode
Y-1 (Protoquasi structure)	Crippling after skin buckled
Y-2 (No free flanges)	Crippling after skin buckled
Y-3 (Unilateral free flange)	Crippling after skin buckled
J-1 (Protoquasi structure)	Global buckling after skin and two middle stringer buckled simultaneously
J-2 (Free flange weakening)	Global buckling after skin between two middle stringer buckled first

表 12 本文工程算法与传统理论方法计算屈曲载荷值与试验值对比

Table 12 Buckling load value calculated by the engineering method of this paper and the traditional theoretical method compared with the test value

Configuration	Experimental value/kN	Engineering method of this paper/kN	Relative error/%	Traditional engineering method/kN	Relative error/%
Y-1	550	600	9.09	483	-12.18
Y-2	470	500	6.38	407	-13.40
Y-3	500	519	3.80	449	-10.20
J-1	310	303	-2.26	324	4.51
J-2	270	296	9.63	274	1.48

表 13 本文工程算法与传统理论方法计算屈曲载荷值与数值模拟值对比

Table 13 Buckling load value calculated by the engineering method of this paper and the traditional theoretical method compared with the numerical simulation value

Group	Value of simulation/kN	Engineering method of this paper/kN	Relative error/%	Traditional engineering method/kN	Relative error/%
Y-1	535	600	10.83	483	-9.72
Y-2	502	500	-0.40	407	-18.92
Y-3	533	519	-2.70	449	-15.76
J-1	318	303	-4.95	324	1.89
J-2	281	296	5.07	274	-2.49

由表 10 可以看出, 各种刚度削弱措施均会在一定程度上降低壁板的屈曲载荷。削去试验件中间两长桁自由突缘会降低 J 型加筋壁板的屈曲载荷。而削去 Y 型加筋壁板长桁单侧或两侧自由突缘虽然会降低壁板的屈曲载荷, 但是未明显降低壁板的屈曲应变水平。

Y 型加筋壁板单侧自由突缘被削去的试验件破坏应变水平最高, 可能是由于这一构型加筋壁板的长桁与蒙皮刚度匹配最得当。

5 结论

(1) 本文提出了一种适用于复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷计算的工程算法。将已在金属加筋壁板上成熟应用的极限载荷法计算思想应用于复合材料加筋壁板轴压极值屈曲载荷的计算中。计算结果与试验值对比相对误差均在 10% 以内, 与有限元解相对误差除 Y-1 构型在 10% 以外, 其余构型加筋壁板均在 5% 水平, 符合工程要求, 证明此种方法的有效性, 此种工程算法已经在型号飞机研制中得以应用。

(2) 在已知复合材料基本力学性能与壁板几何尺寸的条件下可以快速简便地估算加筋壁板的极值屈曲载荷, 避免了设计人员经验对材料特性理解不足、经验公式的适用性限制、几何尺寸的精度、未考虑边界条件和加载方式的影响等导致的误差, 并通过与试验值的对比可以证明其正确性与有效性。

(3) 对加筋壁板长桁缘条的削弱均会降低复合材料加筋壁板的屈曲载荷, 降低壁板的稳定性, 而 Y 型加筋壁板削弱中间两长桁, 可以使长桁与蒙皮刚度更加匹配, 提升壁板的破坏应变水平。

致谢: 感谢中国飞机强度研究所在复合材料加筋壁板轴向压缩试验上的支持。

参考文献:

- [1] DUO Z, CHIARA B. Skin-stiffener separation in T-stiffened composite specimens in postbuckling condition[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(4): 18-27.
- [2] 林国伟, 袁菲, 李新祥. 改进的复合材料 T 型长桁压损失效的数值分析方法研究 [J]. *应用力学学报*, 2021, 38(3): 965-971.
LIN Guowei, YUAN Fei, LI Xinxiang. Improved numerical analysis method research on crippling failure of T-shaped composite stringers[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2021, 38(3): 965-971(in Chinese).
- [3] GLISZCZYNSKI A, KUBIAK T. Progressive failure analysis

of thin-walled composite columns subjected to uniaxial compression[J]. *Composite Structures*, 2016, 169: 52-61.

- [4] KOLANUN R, RAJU G, RAMJI M. Experimental and numerical studies on the buckling and post-buckling behavior of single blade-stiffened CFRP panels[J]. *Composite Structures*, 2018, 196: 135-154.
- [5] LIANG K, SUN Q. Buckling and post-buckling analysis of the delaminated composite plates using the Koiter-Newton method[J]. *Composite Structures*, 2017, 168(3): 266-276.
- [6] ROZYLO P, DEBSKI H, WYSMULSKI P, et al. Numerical and experimental failure analysis of thin-walled composite columns with a top-hat cross section under axial compression[J]. *Composite Structures*, 2018, 204: 207-216.
- [7] MICHELE B, ANGELO M T. Analytical solutions for vibrations and buckling analysis of laminated composite nanoplates based on third-order theory and strain gradient approach[J]. *Composite Structures*, 2021, 272: 114083.
- [8] ZHAO L B, WANG K K, DING F, et al. A post-buckling compressive failure analysis framework for composite stiffened panels considering intra-, inter-laminar damage and stiffener debonding[J]. *Results in Physics*, 2019, 13: 102205.
- [9] 黄晓笛. 复合材料帽形加筋壁板轴压承载能力工程分析 [D]. 大连: 大连理工大学, 2022.
HUANG Xiaodi. Engineering analysis of axial compression load bearing capacity of composite omega stiffened panels[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2022(in Chinese).
- [10] 王彬文, 陈向明, 邓凡臣, 等. 飞机壁板复杂载荷试验技术 [J]. *航空学报*, 2022, 43(3): 024987.
WANG Binwen, CHEN Xiangming, DENG Fanchen, et al. Complex load test technology for aircraft panels[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(3): 024987(in Chinese).
- [11] 李真, 王俊, 邓凡臣, 等. 复合材料机身壁板的强度分析与试验验证 [J]. *航空学报*, 2020, 41(9): 223688.
LI Zhen, WANG Jun, DENG Fanchen, et al. Strength analysis and test verification of composite fuselage panels[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(9): 223688(in Chinese).
- [12] ROZYLO P, WYSMULSKI P. Failure analysis of thin-walled composite profiles subjected to axial compression using progressive failure analysis (PFA) and cohesive zone model (CZM)[J]. *Composite Structures*, 2021, 262: 113597.
- [13] 王春寿, 张笑宇, 詹志新, 等. 复合材料厚板结构压缩稳定性和承载能力分析 [J/OL]. *北京航空航天大学学报*, 1-11 [2024-09-13]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0991>.

WANG Chunshou, ZHANG Xiaoyu, ZHAN Zhixin, et al. The analysis of compression stability and load capacity of the thick composite plate structures[J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1-11 [2024-09-13]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0991>(in Chinese).

[14] OLIVERI V, MILAZZO A. A Rayleigh-Ritz approach for post-buckling analysis of variable angle tow composite stiffened panels[J]. Computers and Structures, 2018, 196: 263-276.

[15] CHEN X M, SUN X S, WANG B W, et al. An improved longitudinal failure criterion for UD composites based on kinking model[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2020, 29(6): 905-915.

[16] 陈向明, 陈普会, 孙侠生, 等. 复合材料板拉/压-剪复合载荷屈曲相关方程 [J]. 航空学报, 2021, 42(12): 225417.

CHEN Xiangming, CHEN Puhui, SUN Xiasheng, et al. Buckling interaction for formulae of composite plates under combined axial compression/tension and shear loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 225417(in Chinese).

[17] CHEN X M, SUN X S, CHEN P H, et al. Rationalized improvement of Tsai-Wu failure criterion considering different failure modes of composite materials[J]. Composite Structures, 2021, 256: 113120.

[18] 汪厚冰, 陈昊, 雷安民, 等. 复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲与后屈曲性能 [J]. 复合材料学报, 2018, 33(8): 2014-2022.

WANG Houbing, CHEN Hao, LEI Anmin, et al. Buckling and post-buckling performance of hat-stiffened composite panels under axial compression load[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 33(8): 2014-2022(in Chinese).

[19] 石经纬, 赵娟, 刘传军, 等. 复合材料翼面壁板轴压稳定性 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(6): 1321-1333.

SHI Jingwei, ZHAO Juan, LIU Chuanjun, et al. Stability of composite stiffened panels under compression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(6): 1321-1333(in Chinese).

[20] 王泽溪, 万志强, 王晓喆, 等. 曲线纤维壁板屈曲/后屈曲建模与快速分析方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(2): 353-366.

WANG Zexi, WAN Zhiqiang, WANG Xiaozhe, et al. Fast stability analysis method for composite panel with variable angle tow fiber[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(2): 353-366(in Chinese).

[21] 王崇哲. 筋条参数对加筋板屈曲和后屈曲性能影响 [D]. 西安: 西北工业大学, 2020.

WANG Chongzhe. Effect of stiffener parameters on buckling and post-buckling of stiffened panel[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020(in Chinese).

[22] 金迪, 寇艳荣. 复合材料加筋壁板结构选型设计 [J]. 复合材料学报, 2016, 33(5): 1142-1146.

JIN Di, KOU Yanrong. Structural style-selection design of composite stiffened panel[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(5): 1142-1146(in Chinese).

[23] ZHOU R, GAO W C. Influence of adhesive interface properties on the post-buckling response of composite I-stiffened panels with lateral support under axial compression[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2020, 35(12): 1337-1355.

[24] 张永杰, 吴莹莹, 朱胜利, 等. 翼身融合民机典型 PRSEUS 受压壁板屈曲及渐进损伤分析 [J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623185.

ZHANG Yongjie, WU Yingying, ZHU Shengli, et al. Buckling and progressive damage analysis of representative compressed PRSEUS panel in blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623185(in Chinese).

[25] 中国航空研究院. 复合材料结构稳定性分析指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 18-28.

Chinese Aeronautical Establishment. Guidelines for stability analysis of composite structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 18-28(in Chinese).